

**Cooling air conduction for high pressure axial aviation gas turbines with air flow guided through radial turbine, turbine plate, through ring gap, towards hub cob for cooling**

No. Publication (Sec.) : DE19854907  
Date de publication : 2000-05-31  
Inventeur : BOECK ALEXANDER (DE)  
Déposant : ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND GMBH (DE)  
Numéro original : ☐ DE19854907  
No. d'enregistrement : DE19981054907 19981127  
No. de priorité : DE19981054907 19981127  
Classification IPC : F02C7/12  
Classification EC : F01D5/08C2, F01D5/08D  
Brevets correspondants :

---

**Abrégé**

---

The cooling air conduction is esp. for a first turbine stage, and a cooling air flow (9) is guided to the front end face (4a) of the stage 1 turbine plate (4) via nozzles (10) positioned in a ring. Part of this air flow passes towards a turbine shaft (1) through a radial turbine (14) located in front of and non-turnably connected to the turbine plate, through a ring gap (18) past the hub cob (4c) of the turbine plate, into the space (17) behind the turbine plate.

---

Données extraites de la base de données esp@cenet - I2



①⑨ BUNDESREPUBLIK  
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENT- UND  
MARKENAMT

①⑫ **Offenlegungsschrift**  
①⑩ **DE 198 54 907 A 1**

⑤① Int. Cl.<sup>7</sup>:  
**F 02 C 7/12**

②① Aktenzeichen: 198 54 907.5  
②② Anmeldetag: 27. 11. 1998  
④③ Offenlegungstag: 31. 5. 2000

DE 198 54 907 A 1

⑦① Anmelder:  
Rolls-Royce Deutschland GmbH, 61440 Oberursel,  
DE

⑦② Erfinder:  
Böck, Alexander, 15806 Zossen, DE

⑤⑥ Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht  
zu ziehende Druckschriften:

DE	30 31 553 C2
DE	39 07 211 A1
DE	37 36 836 A1
DE	26 39 511 A1
DE	691 09 173 T2

**Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen**

⑤④ **Kühlluftführung an einer Axialturbine**

⑤⑦ Die Erfindung betrifft die Kühlluftführung an einer Axialturbine, insbesondere an der ersten Stufe einer Hochdruck-Axialturbine einer Flug-Gasturbine, wobei ein Kühlluftstrom zur (in Strömungsrichtung des Arbeitsgases betrachtet) vorderen Stirnseite der Turbinenscheibe herangeführt wird.

Erfindungsgemäß wird ein Teils dieses Kühlluftstromes durch eine der Turbinenscheibe vorgeschaltete und mit dieser drehfest verbundene Radialturbine zur Turbinenachse hingeführt und gelangt danach durch einen von einem rohrartigen Führungskörper begrenzten Ringspalt an der Nabenverdickung der Turbinenscheibe vorbeistreichend in den Raum (in Strömungsrichtung des Arbeitsgases betrachtet) hinter der Turbinenscheibe. Bevorzugt wird der im vorgelagerten Verdichter komprimierte Kühlluftstrom der vorderen Stirnseite der Turbinenscheibe über ringförmig angeordnete Düsen und in diesen teilweise expandierend sowie drallbehaftet zugeführt.

DE 198 54 907 A 1

Die Erfindung betrifft die Kühlluftführung an einer Axialturbine, insbesondere an der ersten Stufe einer Hochdruck-Axialturbine einer Flug-Gasturbine, wobei ein Kühlluftstrom zur (in Strömungsrichtung des Arbeitsgases betrachtet) vorderen Stirnseite der Turbinenscheibe herangeführt wird. Zum technischen Umfeld wird beispielshalber auf die DE 30 31 553 C2 verwiesen.

In der genannten Schrift ist eine Gasturbine mit K hl f berleitung von der stromaufwärtigen zur stromabwärtigen Seite eines Laufrades beschrieben. Dabei sind im außenliegenden Randbereich des Laufrades bzw. der Turbinenscheibe K hl f Durchtrittsbohrungen vorgesehen, die in Strömungsrichtung des Arbeitsgases betrachtet stromabw rtig, d. h. auf der hinteren Stirnseite der Turbinenscheibe als K hl f austrittsd sen ausgebildet sind, die mit einer dem Laufraddreh Sinn entgegengesetzten Richtungskomponente ausmünden, so daß die über diese K hl f austrittsd sen austretende K hl- bzw. Leckluft eine das Antriebsmoment des Laufrades bzw. der Turbinenscheibe vergrößernde Reaktionskraft erzeugt.

Obwohl wegen der letztgenannten Wirkung vorteilhaft, läßt sich hiermit jedoch keine Kühlung bzw. Temperierung des radial weiter innenliegenden Bereiches der Turbinenscheibe, der wie bekannt und üblich als relativ "dicker Klotz" ausgebildet ist und hier als Nabenverdickung bezeichnet wird - (in der englischsprachigen Fachliteratur wird diese sog. Nabenverdickung als "cob" bezeichnet) - erreichen.

Diesbezüglich Verbesserungen aufzuzeigen, ist Aufgabe der vorliegenden Erfindung.

Die Lösung dieser Aufgabe ist dadurch gekennzeichnet, daß ein Teil des an die Turbinenscheiben-Stirnseite herangeführten K hl f stromes durch eine der Turbinenscheibe vorgeschaltete und mit dieser drehfest verbundene Radialturbine zur Turbinenachse hingeführt und danach durch einen von einem rohrartigen Führungskörper begrenzten Ringspalt an der Nabenverdickung der Turbinenscheibe vorbeistreichend in den Raum (in Strömungsrichtung des Arbeitsgases betrachtet) hinter der Turbinenscheibe gelangt. Vorteilhafte Aus- und Weiterbildungen sind Inhalt der Unteransprüche.

Näher erläutert wird die Erfindung anhand eines bevorzugten Ausführungsbeispiels, wobei in der beigefügten Fig. 1 ein Teil-Längsschnitt durch eine erfindungsgemäße Axialturbine und in Fig. 2 die Ansicht X aus Fig. 1 dargestellt ist. Erfindungswesentlich können dabei sämtliche näher beschriebenen Merkmale sein.

Mit der Bezugsziffer 1 ist die Turbinenachse einer insbesondere Flug-Gasturbine bezeichnet, welche die Rotationsachse für eine Hochdruck-Axialturbine 2 (diese ist wie üblich mit einem nicht dargestellten Hochdruck-Axialverdichter verbunden) sowie für eine (nicht dargestellte) Niederdruck-Axialturbine, die wie üblich mit einem ebenfalls nicht dargestellten Niederdruck-Axialverdichter verbunden ist, bildet. Bei dieser Flug-Gasturbine handelt es sich somit um ein Zweiwellen-Triebwerk, jedoch ist die vorliegende Erfindung ausdrücklich nicht auf ein derartiges Zweiwellen-Triebwerk, bei welchem wie üblich auch hier zwischen dem Hochdruck-Axialverdichter und der Hochdruck-Axialturbine eine Brennkammer für den in den Verdichtern komprimierten und in den Turbinen entspannten Strom von Arbeitsgas vorgesehen ist, beschränkt.

Bei der hier dargestellten Hochdruck-Axialturbine 2 handelt es sich um eine solche der zweistufigen Bauform, d. h. neben einer ersten in Strömungsrichtung 3 des Arbeitsgases betrachtet vorderen, sog. Stufe-I-Turbinenscheibe 4 ist hin-

ter dieser noch eine weitere sog. Stufe-II-Turbinenscheibe 5 vorgesehen. Die beiden Turbinenscheiben 4, 5 tragen umfangsseitig wie üblich in den ringförmigen Gaskanal 6 für das Arbeitsgas hineinragende Turbinenschaufeln 7, wobei zwischen den Turbinenschaufeln 7 der Stufe-I-Turbinenscheibe 4 und denjenigen der Stufe-II-Turbinenscheibe 5 wie üblich feststehende Leitschaufeln 8 in den Gaskanal 6 hineinragen.

Insbesondere die Turbinenschaufeln 7 der Hochdruckturbine 2, d. h. der beiden Turbinenscheiben 4, 5 müssen gekühlt werden, wozu dieser Hochdruckturbine 2 ein vom vorgeschalteten, bereits genannten Verdichter geförderter K hl f strom 9, der an der ebenfalls bereits genannten Brennkammer vorbeigeleitet wird, zugeführt wird. Dabei gelangt dieser K hl f strom 9 über eine Vielzahl von bezüglich der Turbinenachse 1 ringförmig angeordnete Düsen 10 letztlich zur in Strömungsrichtung 3 des Arbeitsgases betrachtet vorderen Stirnseite 4a der (vorderen bzw. ersten) Stufe-I-Turbinenscheibe 4. In Radialrichtung 11 betrachtet - (diese steht senkrecht zur Strömungsrichtung 3) - liegen diese starr angeordneten Düsen 10 in etwa in Höhe des äußeren Drittels der Turbinenscheibe 4.

In Axialrichtung 3 bzw. Strömungsrichtung 3 betrachtet befindet sich zwischen den Düsen 10 sowie der Turbinenscheibe 4 eine mit dieser drehfest verbundene Zwischenscheibe 12, in welcher im wesentlichen auf Höhe der Düsen 10 Luft bertritts ffnungen 13 vorgesehen sind, so daß der aus den Düsen 10 austretende und dabei expandierende K hl f strom 9 durch diese Luft bertritts ffnungen 13 praktisch auf die Stirnseite 4a der Turbinenscheibe 4 auftreffen kann. Bei der genannten Expansion in den Düsen 10 kühlt sich der K hl f strom 9 dabei vorteilhafterweise geringfügig ab. Gleichzeitig wird dem K hl f strom 9 in den Düsen 10 ein Drall aufgeprägt, so daß der K hl f strom im wesentlichen rein axial durch die Luft bertritts ffnungen 13 zur Turbinenscheibe 4 gelangt.

Mit Hilfe dieses Dralles sowie unter Zentrifugalkrafteinflu  (aber auch aufgrund eines in Axialrichtung 3 herrschenden Druckgefälles) gelangt ein Teil des K hl f stromes 9 nach Durchtritt durch die Luft bertritts ffnungen 13 in der Zwischenscheibe 12 durch letztere geführt in Radialrichtung 11 nach außen zu den hohlen, luftgekühlten Turbinenschaufeln 7, um in deren Fu abschnitten auf nicht näher dargestellte Weise in in den Turbinenschaufeln vorgesehene K hl f kan le, die wie üblich in Form von Effusionsl chern auf der Schaufeloberfläche münden, einzudringen. Ein anderer Teil des K hl f stromes 9 wird jedoch nach Durchtritt durch die Luft bertritts ffnungen 13 in der Zwischenscheibe 12 durch letztere im wesentlichen gegen Radialrichtung 11 nach innen, d. h. in Richtung zur Turbinenachse 1 hingeführt. Dabei strömt dieser Anteil des K hl f stromes 9 durch eine Radialturbine 14.

Gebildet wird diese Radialturbine 14 durch auf der der Stirnseite 4a zugewandten Seite der Zwischenscheibe 13 in einer Vielzahl vorgesehene Radialschaufeln 14a, deren Anordnung aus Fig. 2 (= Ansicht X aus Fig. 1) besonders klar ersichtlich wird. In dieser Radialturbine 14, die Bestandteil der Zwischenscheibe 13 ist und somit zusammen mit der Turbinenscheibe 4 um die Turbinenachse 1 rotiert, wird dem hindurchgeführten K hl f strom 9 Energie entzogen und dadurch vorteilhafterweise weiter abgekühlt, wobei diese Radialturbine 14 weiterhin als sog. "Vortex-Reducer" wirkt, d. h. der zunächst stark drallbehaftete K hl f strom 9 wird teilweise entdrallt. Dabei kommt dieser bereits etwas kühlere K hl f strom 9 auch mit der Stirnseite 4a der Turbinenscheibe 4 in Kontakt und kann letztere zumindest teilweise kühlen bzw. temperieren.

Nach dem Austritt aus der genannten Radialturbine 14

wird der Kühlluftstrom 9 einerseits durch die in diesem Bereich entsprechend gestaltete Zwischenscheibe 13 und andererseits durch einen von der vorderen Stirnseite 4a der Turbinenscheibe 4 abragenden Verbindungssteg 4b eine gewisse Wegstrecke gegen Axialrichtung 3 (in der Figurendarstellung nach links) soweit geführt, bis er durch mehrere im Verbindungssteg 4b vorgesehene Durchtrittsöffnungen 15 weiter gegen Radialrichtung 11 zur Turbinenachse 1 hin strömen kann. Im übrigen ist über den genannten Verbindungssteg 4b nicht nur die Zwischenscheibe 13 mit der Stufe-I-Turbinenscheibe 4 verbunden, sondern die letztgenannte auch mit der nicht dargestellten Welle des Hochdruck-Axialverdichters, und zwar über die Schraubverbindung 16.

Nun befindet sich der Kühlluftstrom 9 bzw. ein Teil des über die Düsen 10 herangeführten Kühlluftstromes 9 somit am in Radialrichtung 11 inneren sog. Nabenbereich der u. a. durch die Turbinenscheiben 4, 5 gebildeten Hochdruckturbinenwelle, wobei dieser sog. Nabenbereich der Turbinenscheiben 4, 5 wie bekannt und üblich als relativ "dicker Klotz" ausgebildet ist und hier als Nabenverdickung 4c der Turbinenscheibe 4 bezeichnet wird (in der englischsprachigen Fachliteratur wird diese sog. Nabenverdickung 4c als "cob" bezeichnet). Auch diese Nabenverdickung 4c wird dabei vom Kühlluftstrom 9 beaufschlagt und somit gekühlt. Insbesondere wird dieser Kühlluftstrom 9 hierzu an der radial innenliegenden Stirnseite 4c' der Nabenverdickung 4c entlang geführt, um anschließend daran in den Raum 17 zu gelangen, der sich in Strömungsrichtung 3 betrachtet hinter der Turbinenscheibe 4 befindet.

In diesen Raum 17 gelangt der Kühlluftstrom 9 dabei durch einen sich in Axialrichtung 3 erstreckenden Ringspalt 18, der einerseits von der Stirnseite 4c' der Nabenverdickung 4c und andererseits von einem rohrartigen Führungskörper 19 begrenzt wird. Dieser rohrartige Führungskörper 19, der einerseits über ein Flanschteil 20 im Bereich der bereits genannten Schraubverbindung 16 und andererseits über eine später noch kurz erläuterte Schraubverbindung 21 mit der Hochdruckturbinenwelle verbunden ist, umgibt dabei die mit der Bezugsziffer 22 bezeichnete Niederdruckturbinenwelle, die die Verbindung zwischen der nicht dargestellten jedoch bereits erwähnten Niederdruck-Turbine und dem ebenfalls bereits erwähnten (und dabei ebenfalls nicht dargestellten) Niederdruck-Verdichter herstellt.

Der Raum 17 wird (in der Figurendarstellung linksseitig) von der hinteren (nicht mit einer separaten Bezugsziffer versehenen) Stirnseite der Turbinenscheibe 4, von der (in Strömungsrichtung 3 betrachtet) vorderen Stirnseite 5a der der Stufe-I-Turbinenscheibe 4 nachgeschalteten Stufe-II-Turbinenscheibe 5, vom rohrartigen Führungskörper 19, sowie von der mit der Bezugsziffer 23 versehenen mechanischen Verbindung zwischen den beiden Turbinenscheiben 4, 5 begrenzt. Die letztgenannte mechanische Verbindung 23 zwischen den beiden Turbinenscheiben 4, 5 wird dabei durch einen von der Stirnseite 5a der Turbinenscheibe 5 abragenden Verbindungssteg 5b gebildet, der mit einem analogen, nicht mit einer separaten Bezugsziffer versehenen, von der hinteren Stirnseite der Turbinenscheibe 4 abragenden Verbindungssteg über eine Schraubverbindung 24 verbunden ist.

Aus diesem Raum 17 kann zumindest ein Teil des Kühlluftstromes 9 nunmehr über mehrere im Verbindungssteg 5b (in analoger Weise wie beim Verbindungssteg 4b) vorgesehene Durchtrittsöffnungen 15 letztlich zu den Turbinenschaufeln 7 der Stufe-II-Turbinenscheibe 5 gelangen. Dabei sind diese Durchtrittsöffnungen 15 im Verbindungssteg 5b bezogen auf eine mit den beiden Turbinenscheiben 4, 5 mitrotierende sog. Mini-Scheibe 25 näher bei der Turbinenscheibe 5 vorgesehen, so daß der Kühlluftstrom 9 nach dem

Durchtritt durch die Durchtrittsöffnungen 15 auf kürzestem Wege zu den im Scheibenkopfbereich dieser Turbinenscheibe 5 vorgesehenen Kühlluft-Eintrittskanälen 26 gelangen kann, über welche die Kühlluft dann den in den Turbinenschaufeln 7 dieser Stufe-II-Turbinenscheibe 5 vorgesehenen (nicht dargestellten) Kühlluftkanälen zugeführt wird. Bezüglich der Lage der Verbindungsstege 5b und 4b bzw. der darin vorgesehenen Durchtrittsöffnungen 15 sei noch darauf hingewiesen, daß sich diese beiden in Radialrichtung 11 betrachtet in etwa auf der gleichen Höhe befinden, so daß beim Einströmen des Kühlluftstromes 9 in die im Verbindungssteg 5b vorgesehene Durchtrittsöffnung 15 kein größerer Verlust – hervorgerufen durch unterschiedliche Umfangsgeschwindigkeiten – auftritt.

Aus dem Raum 17 kann jedoch auch ein Teil des Kühlluftstromes 9 an der Nabenverdickung 5c der Turbinenscheibe 5 bzw. an der radial innenliegenden Stirnseite 5c' derselben vorbeistreichend in den in Strömungsrichtung 3 betrachtet hinter der Stufe-II-Turbinenscheibe 5 liegenden Raum 27 gelangen. Die detaillierte Anordnung ist hierbei analog der Turbinenscheibe 4, d. h. der Kühlluftstrom 9 gelangt hierbei durch einen Ringspalt 28, der einerseits von der Stirnseite 5c' der Nabenverdickung 5c und andererseits vom rohrartigen Führungskörper 19 begrenzt wird. Der in Strömungsrichtung 3 betrachtet hintere Endabschnitt des rohrartigen Führungskörpers 19 begrenzt dabei auch den Raum 27, nachdem der rohrartige Führungskörper 19 mit seinem Endabschnitt über die (weiter oben bereits kurz erwähnte) Schraubverbindung 21 mit der Turbinenscheibe 5 verbunden ist. Diese Schraubverbindung 21 stellt dabei im übrigen auch die Verbindung zwischen der Turbinenscheibe 5 und dem nicht näher erläuterten, in seiner Gesamtheit mit der Bezugsziffer 29 bezeichneten hinteren Lagerabschnitt der Hochdruckturbinenwelle her. Kurz vor dieser Schraubverbindung 21 sind im übrigen im rohrartigen Führungskörper 19 über dessen Umfang verteilt mehrere Luftdurchtrittsöffnungen 30 vorgesehen, über welche der Kühlluftstrom 9 dann aus dem Raum 27 abgeführt wird.

Zusammenfassend seien abschließend die wesentlichen Vorteile der beschriebenen Kühlluftführung genannt: Wie bereits mehrfach erwähnt stellen die (beiden) Turbinenscheiben 4, 5 insbesondere im Bereich ihrer Nabenverdickung 4c bzw. 5c "dicke Klötze" dar, was bedeutet, daß sie thermisch sehr träge sind. Wegen des Spaltverhaltens der Turbinenschaufeln 7 bezüglich des den Gaskanal 6 außenseitig begrenzenden (figürlich nicht dargestellten) Außengehäuses soll sich jedoch auch die Temperatur der Turbinenscheiben 4, 5 so schnell als möglich an stationäre Bedingungen anpassen. Dazu ist es notwendig, möglichst große Bereiche dieser Turbinenscheiben 4, 5 intensiv mit dem Kühlluftstrom 9 bzw. mit dem aktuell vom Verdichter geförderten Luftstrom umspülen zu lassen. Dem trägt die beschriebene Kühlluftführung an einer Axialturbine Rechnung, und zwar sowohl im Bereich der Radialturbine 14, als auch im Ringspalt 18, wodurch jeweils die höchstbelastete und somit kritischste Stufe-I-Turbinenscheibe 4 geeignet temperiert wird. Zusätzlich kann – insbesondere aufgrund der Luftdurchtrittsöffnungen 30 – auch die Stufe-II-Turbinenscheibe 5 in analoger Weise luftumspült werden. In diesem Zusammenhang sei darauf hingewiesen, daß eine gleichmäßige Temperierung der Turbinenscheibe(n) 4 (und 5) wünschenswert ist, d. h. die Turbinenscheiben sollen möglichst an jeder Stelle eine annähernd gleiche Temperatur besitzen, da andernfalls herrschende Temperaturgradienten einen Spannungsaufbau verursachen, der die Turbinenscheiben zusätzlich zu den einwirkenden Fliehkräften belastet.

Ferner sei nochmals wiederholt, daß der Kühlluftstrom 9 sowohl beim Durchtritt durch die Düsen 10 als insbesondere

auch in der Radialturbine 14 abgekühlt wird, so daß auch für die Kühlung der Turbinenschaufeln 7 der Stufe-II-Turbinenscheibe 5 ein mengenmäßig geringerer Kühlluftstrom 9 benötigt wird, als bei konventioneller Auslegung ohne eine derartige Radialturbine 14. Darüber hinaus wird durch die beschriebene Abkoppelung der Kühlung der Turbinenscheiben 4, 5 vom Rest des Luftsystemes auch das Problem der Kühlung der hinteren Lagerkammer 31 (im Bereich des hinteren Lagerabschnittes 29 der Hochdruckturbinenwelle) entschärft. Diese Lagerkammer 31 erhält ihre Kühlluft bspw. von der Stufe VI des Verdichters über einen sog. Vortex-Reducer. Da nun diese Kühlluft nicht mehr für die Kühlung der Hochdruckturbine 2 selbst benötigt wird, kann dieser Vortex-Reducer besser an die Kühlanforderungen der hinteren Lagerkammer angepaßt werden (bspw. kann die Kühlluft von der Stufe V des Verdichters abgezweigt werden).

Abschließend sei noch darauf hingewiesen, daß zwischen der Radialturbine 14 bzw. zwischen den der Stirnseite 4a der Turbinenscheibe 4 zugewandten Oberkanten der auf der Radialturbine 14 vorgesehenen Radialschaufeln 14a und der Stirnseite 4a ein Spalt vorgesehen ist, um Beschädigungen zu vermeiden, jedoch kann dies sowie eine Vielzahl weiterer Details insbesondere konstruktiver Art durchaus abweichend vom gezeigten Ausführungsbeispiel gestaltet sein, ohne den Inhalt der Patentansprüche zu verlassen.

#### Bezugszeichenliste

- 1 Turbinenachse
- 2 Hochdruck-Axialturbine
- 3 Axialrichtung = Strömungsrichtung des Arbeitsgases
- 4 (Stufe-I)-Turbinenscheibe
- 4a Stirnseite von 4
- 4b Verbindungssteg von 4
- 4c Nabenverdickung von 4
- 4c' radial innenliegende Stirnseite von 4c
- 5 (Stufe-II)-Turbinenscheibe
- 5a Stirnseite von 5
- 5b Verbindungssteg von 5
- 5c Nabenverdickung von 5
- 5c' radial innenliegende Stirnseite von 5c
- 6 Gaskanal (für Arbeitsgas)
- 7 Turbinenschaufel(n)
- 8 Leitschaufel(n)
- 9 Kühlluftstrom (bzw. Teile desselben)
- 10 Düse
- 11 Radialrichtung
- 12 Zwischenscheibe
- 13 Luftübertrittsöffnung (in 12)
- 14 Radialturbine
- 14a Radialschaufel(n) von 14
- 15 Durchtrittsöffnung (in 4b, 5b)
- 16 Schraubverbindung
- 17 Raum hinter 4 (in Axialrichtung/Strömungsrichtung 3 betrachtet)
- 18 Ringspalt
- 19 rohrartiger Führungskörper
- 20 Flanschteil
- 21 Schraubverbindung
- 22 Niederdruckturbinenwelle
- 23 mechanische Verbindung zwischen 4 und 5
- 24 Schraubverbindung
- 25 Mini-Scheibe
- 26 Kühlluft-Eintrittskanal
- 27 Raum hinter 5 (in Axialrichtung/Strömungsrichtung 3 betrachtet)
- 28 Ringspalt
- 29 hinterer Lagerabschnitt der Hochdruckturbinenwelle

- 30 Luftdurchtrittsöffnung (in 19)
- 31 Lagerkammer

#### Patentansprüche

1. Kühlluftführung an einer Axialturbine, insbesondere an der ersten (I) Stufe einer Hochdruck-Axialturbine (2) einer Flug-Gasturbine, wobei ein Kühlluftstrom (9) zur (in Strömungsrichtung (3) des Arbeitsgases betrachtet) vorderen Stirnseite (4a) der insbesondere Stufe-I-Turbinenscheibe (4) herangeführt wird, **dadurch gekennzeichnet**, daß ein Teil dieses herangeführten Kühlluftstromes (9) durch eine der (Stufe-I-)Turbinenscheibe (4) vorgeschaltete und mit dieser drehfest verbundene Radialturbine (14) zur Turbinenachse (1) hingeführt und durch einen von einem rohrartigen Führungskörper (19) begrenzten Ringspalt (18) an der Nabenverdickung (4c) der Turbinenscheibe (4) vorbeistreichend in den Raum (17) (in Strömungsrichtung (3) des Arbeitsgases betrachtet) hinter der Turbinenscheibe (4) gelangt.

2. Kühlluftführung an einer Axialturbine nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der im vorgelagerten Verdichter komprimierte Kühlluftstrom (9) der vorderen Stirnseite (4a) der Turbinenscheibe (4) über ringförmig angeordnete Düsen (10) und in diesen teilweise expandierend zugeführt wird.

3. Kühlluftführung an einer Axialturbine nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der aus der Radialturbine (14) austretende Kühlluftstrom (9) einen von der vorderen Stirnseite (4a) der Turbinenscheibe (4) abragenden Verbindungssteg (4b) über mehrere Durchtrittsöffnungen (15) durchdringt.

4. Kühlluftführung an einer Axialturbine nach einem der vorangegangenen Ansprüche, mit einer der Stufe-I-Turbinenscheibe (4) nachgeschalteten Stufe-II-Turbinenscheibe (5), dadurch gekennzeichnet, daß der Kühlluftstrom (9) aus dem Raum (17) hinter der Stufe-I-Turbinenscheibe (4) über mehrere Durchtrittsöffnungen (15) in einem von der Stirnseite (5a) der Stufe-II-Turbinenscheibe (5) abragenden Verbindungssteg (5b) letztlich zu den Turbinenschaufeln (7) der Stufe-II-Turbinenscheibe (5) gelangt.

5. Kühlluftführung an einer Axialturbine nach einem der vorangegangenen Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß zumindest ein Teil des Kühlluftstromes (9) aus dem Raum (17) hinter der Stufe-I-Turbinenscheibe (4) durch einen vom rohrartigen Führungskörper (19) begrenzten Ringspalt (28) an der Nabenverdickung (5c) der Stufe-II-Turbinenscheibe (5) vorbeistreichend in den Raum (27) (in Strömungsrichtung (3) des Arbeitsgases betrachtet) hinter der Stufe-II-Turbinenscheibe (5) gelangt.

6. Kühlluftführung an einer Axialturbine nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß der rohrartige Führungskörper (19) im Raum (27) hinter der Turbinenscheibe (5) mit dieser verbunden ist und daß in diesem Bereich Luftdurchtrittsöffnungen (30) im rohrartigen Führungskörper (19) vorgesehen sind.

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

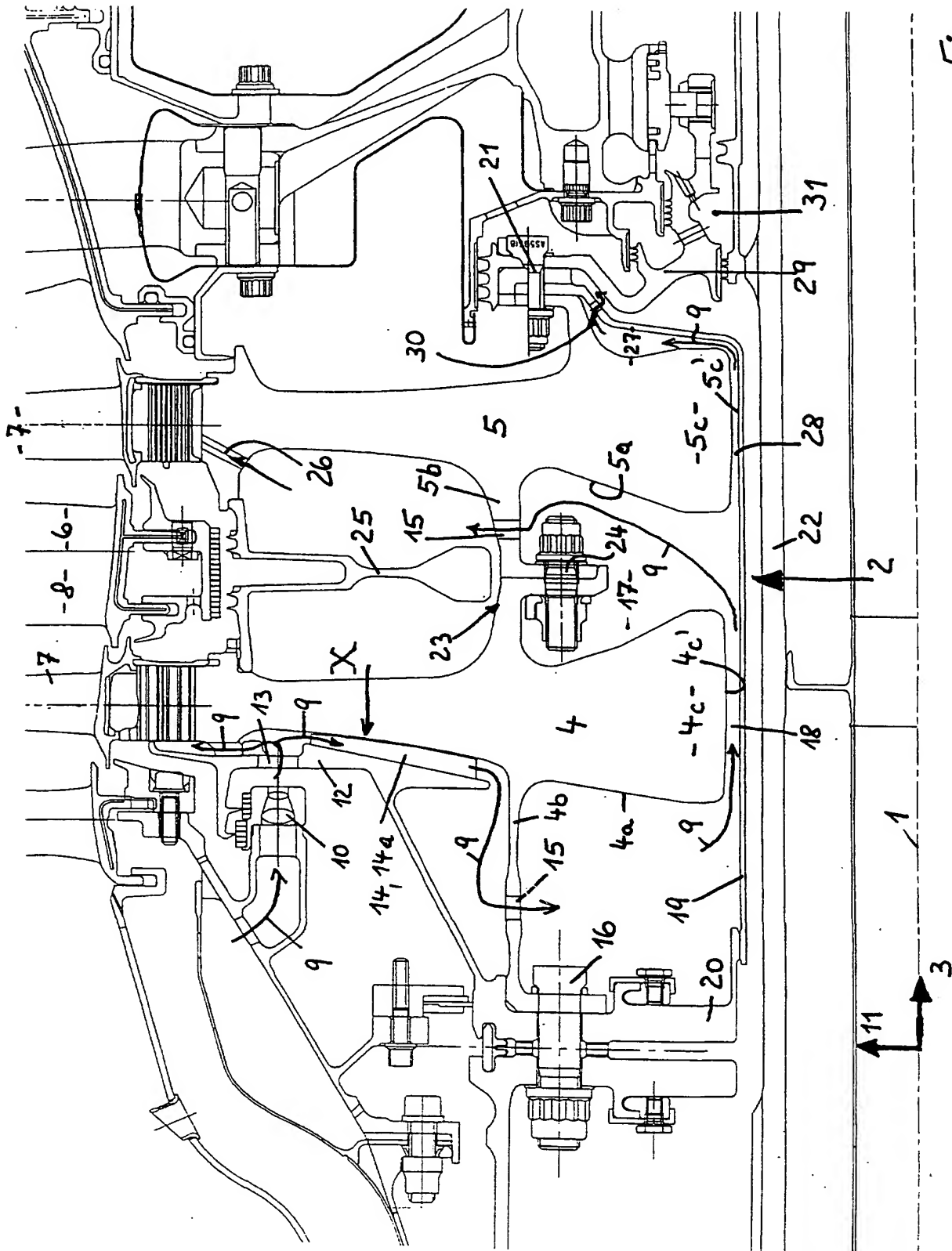


Fig. 1

